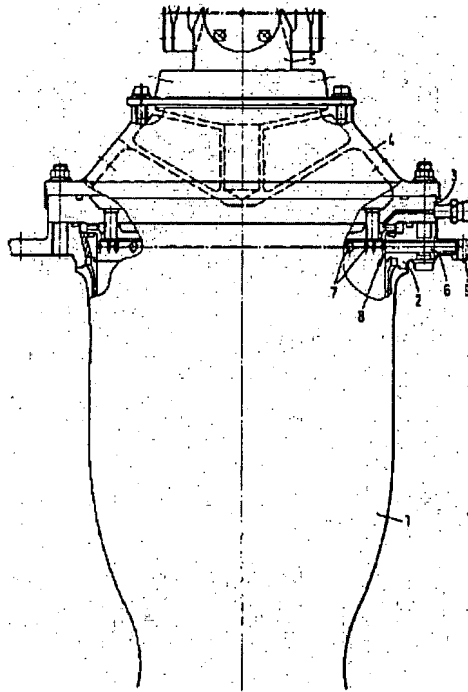


Process to measure the dynamic dampening characteristics of a rocket motor by firing secondary charge**Publication number:** DE10163561**Publication date:** 2003-07-17**Inventor:** BONN OLIVIER DE (DE); KLAPOETKE THOMAS M (DE); TAUBENBERGER GERHARD (DE); ZEWEN HELMUT (DE)**Applicant:** ASTRUM GMBH (DE)**Classification:****- International:** F02K9/56; F02K9/60; F02K9/62; F02K9/96; F02K9/00; (IPC1-7): F02K9/26**- European:** F02K9/56; F02K9/56C; F02K9/60; F02K9/62; F02K9/96**Application number:** DE20011063561 20011221**Priority number(s):** DE20011063561 20011221

Report a data error here

Abstract of DE10163561

A process measures the dynamic dampening characteristics of a rocket motor by firing a supplementary explosive charge during the rocket motor operation. The resulting disturbance is then measured. Prior to operation of the motor the explosive charge is esp. pre-positioned in a chamber (6) which communicates with the rocket motor burner chamber (1).



Data supplied from the esp@cenet database - Worldwide



DEUTSCHES
PATENT- UND
MARKENAMT

21 Aktenzeichen: 101 63 561.3
22 Anmeldetag: 21. 12. 2001
43 Offenlegungstag: 17. 7. 2003

DE 101 63 561 A 1

71 Anmelder:
Astrium GmbH, 81667 München, DE

72 Erfinder:
Bonn, Olivier de, Dipl.-Ing., 85521 Ottobrunn, DE;
Klapötke, Thomas M., Prof. Dr., 81477 München,
DE; Taubenberger, Gerhard, Dipl.-Ing., 82008
Unterhaching, DE; Zewen, Helmut, Dipl.-Ing., 85640
Putzbrunn, DE

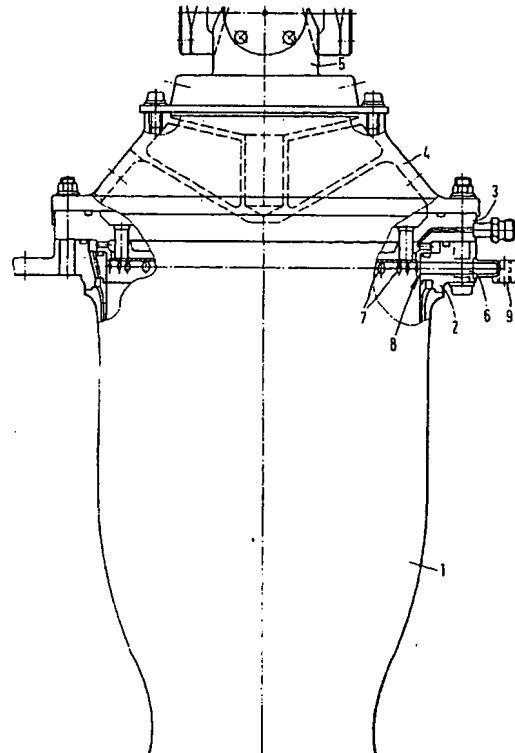
56 Entgegenhaltungen:
US 34 42 085 A
US 32 61 163 A

Die folgenden Angaben sind den vom Anmelder eingereichten Unterlagen entnommen

Prüfungsantrag gem. § 44 PatG ist gestellt

54 Verfahren zur Messung des dynamischen Dämpfungsverhaltens eines Raketentriebwerkes

57 Beschrieben wird ein Verfahren zur Messung des dynamischen Dämpfungsverhaltens eines Raketentriebwerkes, wobei durch Zündung von explosiven Ladungen künstlich der Verbrennungsprozess des Raketentriebwerkes während des Betriebes gestört wird und die Dämpfung der entstehenden Störungen gemessen wird. Vor Beginn des Betriebes des Raketentriebwerkes wird mindestens eine explosive Ladung in mindestens eine in der Struktur des Raketentriebwerkes vorhandene Kammer (6) eingebracht wird, welche mit einer Brennkammer (1) des Raketentriebwerkes in Verbindung steht.



DE 101 63 561 A 1

[0001] Die vorliegende Erfindung betrifft ein Verfahren zur Messung des dynamischen Dämpfungsverhaltens eines Raketentriebwerkes, wobei durch Zündung von explosiven Ladungen künstlich der Verbrennungsprozess des Raketentriebwerkes während des Betriebes gestört wird und die Dämpfung der entstehenden Störungen gemessen wird.

[0002] Solche Verfahren sind beispielsweise aus CIPA Publication 655 "Guidelines for Combustion Stability Specifications and Verification Procedures for Liquid Propellant Rocket Engines", Chemical Propulsion Information Agency, January 1997 und aus G. P. Sutton et al. "Rocket Propulsion Elements", Seventh Edition, John Wiley & Sons Inc., 2001, Seite 348 bis 356 bekannt. Bei den dort beschriebenen Verfahren werden explosive Ladungen (Bomben) in der Nähe der Wand der Brennkammer des Raketentriebwerkes angebracht. Die explosiven Ladungen können beispielsweise aus einem explosiven Pulver bestehen, das mit Teflon, Nylon oder Micarta umhüllt ist. Die Zündung der explosiven Ladungen kann entweder elektrisch oder thermisch erfolgen. Als Alternative zu explosiven Ladungen in der Brennkammer werden sog. Pulse Guns beschrieben, also separate Testkomponenten, die zusätzlich an der Brennkammer angebracht werden und zu deren Einsatz eine Öffnung in der Brennkammerwand geschaffen werden muss, damit eine Kammer der Pulse Gun mit dem Innenraum der Brennkammer in Verbindung steht.

[0003] Um bei Raketentriebwerken während des Betriebes auftretende Störungen zu dämpfen, sind insbesondere sogenannte Dämpfungskammern aus dem Stand der Technik bekannt. DE 34 32 607 beschreibt die Anordnung solcher Dämpfungskammern im Einspritzkopf des Raketentriebwerkes, US 5,353,598 schlägt vor, solche Dämpfungskammern in der Wand der Brennkammer anzuordnen.

[0004] Nachteilig an den Verfahren nach dem Stand der Technik ist, dass entweder eine Modifizierung des Raketentriebwerkes und insbesondere eine Beschädigung der Brennkammerwand erfolgen muss, um die genannte Messung mit einer Pulse Gun durchführen zu können, oder bei Anbringung der explosiven Ladungen in der Brennkammer eine sehr frühe Zündung der explosiven Ladungen durch die heißen Verbrennungsgase des Raketentriebwerkes erfolgt, der Zeitpunkt der Zündung der explosiven Ladungen also nur bedingt eingestellt werden kann.

[0005] Aufgabe der vorliegenden Erfindung ist es, die vorgenannten Nachteile des Standes der Technik zu beheben. Diese Aufgabe wird gelöst durch die Merkmale des Patentanspruchs 1.

[0006] Die vorliegende Erfindung umfasst ein Verfahren zur Messung des dynamischen Dämpfungsverhaltens eines Raketentriebwerkes, wobei durch Zündung von explosiven Ladungen künstlich der Verbrennungsprozess des Raketentriebwerkes während des Betriebes gestört wird und die Dämpfung der entstehenden Störungen gemessen wird. Gemäß der Erfindung ist nun vorgesehen, dass vor Beginn des Betriebes des Raketentriebwerkes mindestens eine explosive Ladung in mindestens eine in der Struktur des Raketentriebwerkes vorhandene Kammer eingebracht wird, welche mit einer Brennkammer des Raketentriebwerkes in Verbindung steht. Auf diese Weise können zwei Effekte erzielt werden: Einerseits kann auf eine Modifikation des Raketentriebwerkes verzichtet werden, da nur bereits in der Struktur des Raketentriebwerkes vorhandene Gegebenheiten genutzt werden. Andererseits ist eine explosive Ladung in einer Kammer des Raketentriebwerkes besser gegen die heißen Verbrennungsgase des Raketentriebwerkes geschützt, so dass eine vorzeitige Zündung der explosiven Ladung durch

die Verbrennungsgase vermieden werden kann. Trotzdem kann eine künstliche Störung des Verbrennungsprozesses erfolgen, da nach einer Zündung der explosiven Ladung die entsprechende Schockwelle durch die Verbindung zur Brennkammer auf den Verbrennungsprozess einwirkt.

[0007] Als Kammer kann bevorzugt eine Dämpfungskammer verwendet werden, die zur Dämpfung von Störungen in der Brennkammer ausgebildet ist. Wie bereits eingangs erwähnt sind solche Dämpfungskammern grundsätzlich aus dem Stand der Technik bekannt. Es wurde jedoch bislang in keiner Weise vorgesehen, diese Dämpfungskammern für Messzwecke heranzuziehen. Insbesondere können solche Dämpfungskammern für das Messverfahren verwendet werden, die im Bereich des Einspritzkopfes des Raketentriebwerkes angeordnet sind. Dies hat einerseits den Vorteil, dass der Verbrennungsprozess bereits in einem frühen Stadium gestört werden kann. Andererseits sind Raketentriebwerke im Bereich des Einspritzkopfes in der Regel massiver gebaut als im weiteren Verlauf der Brennkammer zur Expansionsdüse hin, so dass dieser Bereich des Raketentriebwerkes die durch die Zündung der explosiven Ladung auftretenden zusätzlichen Lasten besser aufnehmen kann als bei einer Anbringung der explosiven Ladung in anderen Bereichen des Raketentriebwerkes. Besonders vorteilhaft kann als Kammer zur Aufnahme der mindestens einer explosiven Ladung eine Dämpfungskammer verwendet werden, die entweder in dem Einspritzkopf des Raketentriebwerkes angeordnet ist, der in der Regel die Brennkammer an einem Ende abschließt, oder eine Dämpfungskammer, die in einem Absorbering angeordnet ist, welcher angrenzend an den Einspritzkopf und die Wand der Brennkammer angeordnet ist.

[0008] Die Zündung der explosiven Ladung erfolgt bevorzugt durch die thermische Energie der Verbrennungsgase des Raketentriebwerkes. Dies macht weitere zusätzliche Maßnahmen wie Kabelführungen, Zünder oder ähnliches entbehrlich, wodurch sich das Verfahren weiter vereinfacht. Da die Kammer, die zur Aufnahme der explosiven Ladung dient, mit der Brennkammer in Verbindung steht, gelangen beim Betrieb des Raketentriebwerkes Teile der Verbrennungsgase auch in diese Kammer und übertragen so thermische Energie der Verbrennungsgase auf die explosive Ladung, die zu einer Zündung der explosiven Ladung genutzt werden kann.

[0009] Da nur ein Teil der Verbrennungsgase in die Kammer gelangt und somit nur ein Teil der thermischen Energie der Verbrennungsgase auf die mindestens eine explosive Ladung einwirkt, kann der Zündzeitpunkt dieser explosiven Ladung genauer eingestellt werden als beim Stand der Technik. Dies kann insbesondere durch eine geeignete Wahl der Materialien und des Aufbaus der explosiven Ladung erfolgen. So kann insbesondere als explosive Ladung ein Explosivstoff verwendet werden, der zumindest teilweise von einer Umhüllung aus Glas oder Kunststoff umschlossen ist. Eine solche spezielle Umhüllung ist gut an die besonderen Gegebenheiten in einem Raketentriebwerk angepasst, da sie nicht durch Feuchtigkeit beeinträchtigt wird, andererseits aber auch gut kompatibel mit den in Raketentriebwerken verwendeten Treibstoffen ist, speziell bei Verwendung von Flüssigtreibstoffen.

[0010] Ein spezielles Ausführungsbeispiel der vorliegenden Erfindung wird nachfolgend anhand der Fig. 1 erläutert.

[0011] Es zeigt:

[0012] Fig. 1 Raketentriebwerk mit Dämpfungskammern,

[0013] Fig. 2 vergrößerter Teilausschnitt aus Fig. 1

[0014] Die Fig. 1 zeigt ein Raketentriebwerk, welches eine Brennkammer 1 aufweist, die an einem Ende von einem Einspritzkopf 3 abgeschlossen wird. Auf dem Einspritzkopf 3 ist der sogenannte Oxidator-Dom 4 angeordnet,

an dem sich der Kardan 5 des Raketentriebwerkes anschließt.

[0015] Angrenzend an den Einspritzkopf 3 und die Brennkammer 1 ist ein Absorberring 2 angeordnet, der einen Teilbereich 8 der Wand der Brennkammer 1 umschließt. Dies ist auch in Fig. 2 nochmals vergrößert dargestellt. Der Absorberring 2 ist also über eine Flanschverbindung mit der Brennkammer 1 verbunden, wobei die Wand der Brennkammer 1 im Teilbereich 8 eine reduzierte Dicke aufweist, der Absorberring 2 jedoch auch dort die entsprechende mechanische Festigkeit garantiert. In diesem Absorberring 2 sind Dämpfungskammern 6 vorgesehen, die über Öffnungen 7 in dem Teilbereich 8 der Wand der Brennkammern 1 mit dem Inneren der Brennkammer 1 in Verbindung stehen.

[0016] Es wird nun zur Durchführung des Messverfahrens in mindestens eine der Dämpfungskammern 6 vor Beginn des Betriebes des Raketentriebwerkes eine explosive Ladung eingebracht (in Fig. 1 und 2 nicht dargestellt). Diese explosive Ladung kann z. B. aus einem Explosivstoff wie TNTA, Bleiazid oder Nitropenta bestehen, umhüllt z. B. von Glas oder Kunststoff. Die Wahl des Explosivstoffes und der Umhüllung erfolgt entsprechend dem gewünschten Zündzeitpunkt der explosiven Ladung während des Betriebes des Raketentriebwerkes. Die mindestens eine explosive Ladung kann entweder von der Brennkammer 1 aus durch eine Öffnung 8 in eine Dämpfungskammer 6 eingebracht werden. Es kann aber auch an dem anderen Ende 9 der Dämpfungskammer 6, das der Öffnung 8 gegenüberliegt, ein Verschlusselement vorgesehen sein, das zum Einbringen der explosiven Ladung entfernt werden kann und mit dem anschließend die Dämpfungskammer wieder verschlossen werden kann. Die Zündung der explosiven Ladung erfolgt durch die Aufnahme von thermischer Energie eines Teils der Verbrennungsgase, die durch die Öffnungen 7 in die Dämpfungskammern 6 des Absorberrings 2 eindringen und damit die Dämpfungskammern 6 erhitzen.

[0017] Durch die Zündung der explosiven Ladung wird künstlich der Verbrennungsprozess des Raketentriebwerkes während des Betriebes gestört und es wird die Dämpfung der entstehenden Störungen gemessen. Hierzu können die aus dem Stand der Technik genannten Methoden verwendet werden.

[0018] In Fig. 1 und 2 sind die Dämpfungskammern 6, die für das beschriebene Messverfahren verwendet werden, in dem Absorberring 2 vorgesehen. Sofern bei einem entsprechenden Raketentriebwerk solche Dämpfungskammern alternativ oder zusätzlich im Einspritzkopf 3 vorgesehen sind, können prinzipiell auch diese Dämpfungskammern zur Durchführung des beschriebenen Messverfahrens verwendet werden.

Patentansprüche

1. Verfahren zur Messung des dynamischen Dämpfungsverhaltens eines Raketentriebwerkes, wobei durch Zündung von explosiven Ladungen künstlich der Verbrennungsprozess des Raketentriebwerkes während des Betriebes gestört wird und die Dämpfung der entstehenden Störungen gemessen wird, **dadurch gekennzeichnet**, dass vor Beginn des Betriebes des Raketentriebwerkes mindestens eine explosive Ladung in mindestens eine in der Struktur des Raketentriebwerkes vorhandene Kammer (6) eingebracht wird, welche mit einer Brennkammer (1) des Raketentriebwerkes in Verbindung steht.

2. Verfahren nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass als Kammer eine Dämpfungskammer (6) verwendet wird, die zur Dämpfung von Störungen in der

Brennkammer ausgebildet ist.

3. Verfahren nach Anspruch 2, dadurch gekennzeichnet, dass als Kammer eine Dämpfungskammer (6) verwendet wird, die im Bereich des Einspritzkopfes (3) des Raketentriebwerkes angeordnet ist.

4. Verfahren nach Anspruch 3, dadurch gekennzeichnet, dass als Kammer eine Dämpfungskammer (6) verwendet wird, die in dem Einspritzkopf (3) oder in einem Absorberring (2) angeordnet ist, welcher angrenzend an den Einspritzkopf (3) und die Wand der Brennkammer (1) angeordnet ist.

5. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 4, dadurch gekennzeichnet, dass die Zündung der explosiven Ladung durch die thermische Energie der Verbrennungsgase des Raketentriebwerkes erfolgt.

6. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 5, dadurch gekennzeichnet, dass als explosive Ladung ein Explosivstoff verwendet wird, der zumindest teilweise von einer Umhüllung aus Glas oder Kunststoff umschlossen ist.

Hierzu 2 Seite(n) Zeichnungen

- Leerseite -

FIG. 1

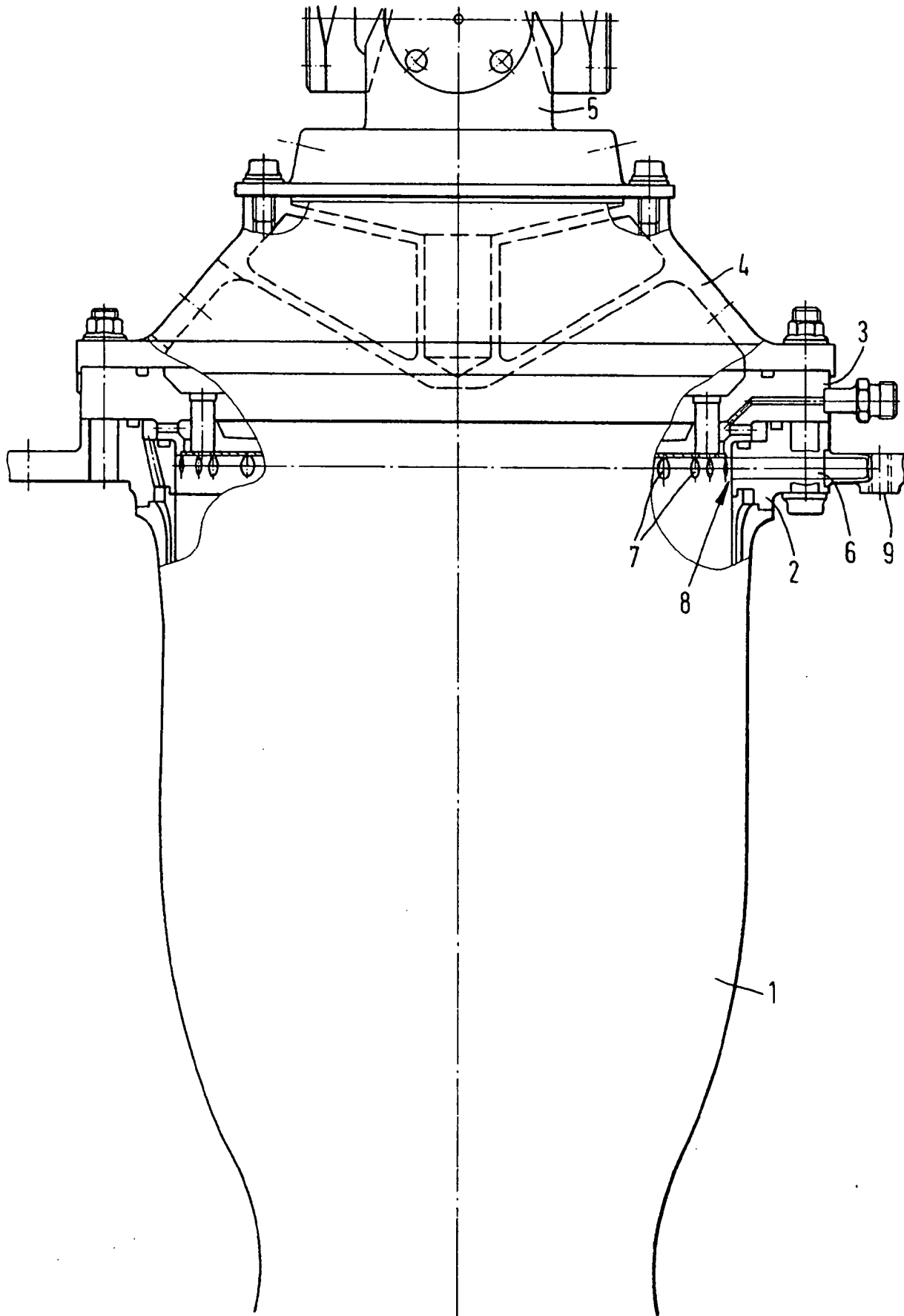


FIG. 2

